

c02-28

A72-12711 # Investigations of two-constituent micro-propulsion units for orbit correction and attitude control (Untersuchungen an Zweistoff-Kleinsttriebwerken für Bahnkorrektur und Lageregelung). W. Wendekamm (Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Institut für chemische Raketenantriebe, Tranen, West Germany). *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Jahrestagung, 4th, Baden-Baden, West Germany, Oct. 11-13, 1971, Paper 71-102.* 23 p. 12 refs. In German.

The propulsion unit investigated uses gaseous hydrogen and oxygen as propellants. The unit generates a thrust in vacuum in the range from 0.1 to 1 kilogram-force. A number of simple approaches are discussed for solving problems of thermodynamics and reaction kinetics by a variation of flow conditions in the coaxial propellant injection system. Particular attention is given to the minimization of propulsion unit dimensions and the optimization of cooling. G.R.

**This Abstract Published in**  
**INTERNATIONAL AEROSPACE ABSTRACTS**  
Issued by  
**TECHNICAL INFORMATION SERVICE**  
**AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, INC.**  
**750 THIRD AVENUE, NEW YORK, N.Y. 10017**

4th Jahrestagung  
Baden-Baden  
October 11-13, 1971  
DGLR

A72-12711

DGLR DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.

W. Wendekamm: Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt  
für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für chemische Raketenantriebe  
Außenstelle Trauen

UNTERSUCHUNGEN AN ZWEISTOFF-KLEINSTTRIEBWERKEN  
FÜR BAHNKORREKTUR UND LAGEREGELUNG

RECEIVED  
A. I. I. I. I.  
71 DEC - 2 AM 10:03  
T. I. S. LIBRARY

4. Jahrestagung der DGLR  
Baden-Baden, 11. bis 13. Oktober 1971  
Vortrags-Nr.: 71-102

A 72 - 12711

DGLR DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.

W. Wendekamm: Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt  
für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für chemische Raketenantriebe  
Außenstelle Trauen

UNTERSUCHUNGEN AN ZWEISTOFF-KLEINSTTRIEBWERKEN  
FÜR BAHNKORREKTUR UND LAGEREGELUNG

4. Jahrestagung der DGLR  
Baden-Baden, 11. bis 13. Oktober 1971  
Vortrags-Nr.: 71-102

Gliederung

	Seite
1. Einleitung .....	3
2. Theoretische Modellvorstellung .....	4
3. Untersuchungen mit Plexiglas-Brennkammern .....	5
4. Bestimmung der Wandtemperaturverteilung .....	7
5. Spektroskopische Untersuchungen .....	9
6. Zusammenfassung .....	11
7. Literaturverzeichnis .....	13
8. Abbildungen .....	14

REPRODUCIBILITY OF THE ORIGINAL PAGE IS POOR

## 1. Einleitung

An moderne Satelliten und Weltraumsonden werden mit zunehmender Erweiterung der Einsatzmöglichkeiten in Wirtschaft und Forschung immer höhere Ansprüche gestellt. Das genaue Verhalten der Satellitenmission entscheidet von der Qualität des Bahnkorrektur- und Lageregelungssystems abhängig. Genaue Kenntnis der Betriebsparameter und der Funktion unter verschiedensten Bedingungen sind so Voraussetzung für die Beurteilung und Auswahl eines Lageregelungssystems für einen optimalen Einsatz.

Auf der Basis einiger verschiedenartiger Treibstoffsysteme sind für die Lageregelung von Satelliten Raketenantriebe als Kleintriebwerke bereits konzipiert und entwickelt worden [ 1, 2 ]. Die bekanntesten Systeme sind zur Zeit die Kaltgasantriebe mit Stickstoff, die Katergole Wasserstoffperoxid und Hydrazin sowie die Flüssigdiergole, die vorwiegend auf Kombinationen von Stickstofftetroxid und Hydrazinverbindungen beruhen. Diese Systeme sind mit ihrem Leistungsverhalten und der Pulscharakteristik für spezifische Einsatzbereiche nicht realisierbar. Neben den obengenannten Systemen bietet sich jedoch noch ein weiteres an, das aus einem Diergol besteht und bei dem die hochenergetische Treibstoffkombination der Brennkammer gasförmig zugeführt wird. In den vorliegenden Untersuchungen, die im Rahmen eines Forschungsauftrages an Kleintriebwerken für Bahnkorrektur und Lageregelung (Schubbereich  $< 1$  kp) durchgeführt wurden, kamen gasförmiger Wasserstoff als Brennstoff und gasförmiger Sauerstoff als Oxydator zur Anwendung. Die untersuchten Triebwerke entwickelten einen Vakuumschub von 0,1 bis 1 kp. Die Treibstoffkomponenten wurden gasförmig durch ein koaxiales Einspritzsystem der Brennkammer zugeführt.

In der folgenden Betrachtung werden einfache Methoden beschrieben, die zur Lösung thermodynamischer und reaktionskinetischer Probleme bei Variation der Zuströmbedingungen in dem koaxialen Einspritzsystem unter dem besonderen Aspekt minimaler Triebwerksabmessungen und optimaler Kühlung führen.

## 2. Theoretische Modellvorstellung

Innerhalb der letzten 25 Jahre wurden sowohl analytisch als auch experimentell zahlreiche Untersuchungen der Vermischung und Verdampfung flüssiger Treibstoffe und ihren Einfluß auf den Verbrennungswirkungsgrad in Raketentriebwerken durchgeführt und veröffentlicht [ 3 ]. Während diese Studien zu einem Verständnis des Einflusses der Treibstoffverteilung auf die Verbrennungsgüte geführt haben, sind Veröffentlichungen über die Verbrennung gasförmiger Treibstoffe in Raketentriebwerken und über die Abhängigkeit der Leistungswerte des Triebwerkes von den Zuströmbedingungen kaum zu finden. Die Mehrzahl der Veröffentlichungen sind theoretische Studien [ 4, 6, 8, 10 ], während die experimentellen Arbeiten überwiegend nur mit Kaltgasversuchen durchgeführt wurden [ 5, 7, 9 ].

Im Gegensatz zu Flüssigkeitstriebwerken erfolgt die Verbrennung gasförmiger Treibstoffe unmittelbar an der Grenzfläche der beiden Gasströme. Dies ist einer der Gründe für die besondere Eignung gasförmiger Treibstoffe bei Lageregelungsantrieben, da durch die sehr schnell eintretende Verbrennungsreaktion kurze Pulszeiten mit sehr guter Annäherung an einen Rechteck-Schubimpuls erreicht werden können.

Ein besonderes Problem bei Kleinsttriebwerken stellt die Kühlung dar. Kapazitiv-, Ablations- und Regenerativkühlung scheiden bei den Triebwerksabmessungen dieser Schubklasse (  $< 1$  kp) aus den bekannten Gründen aus [ 11, 12 ]; es bleibt nur eine Kombination aus Filmkühlung für die Brennkammer und Strahlungskühlung für die Expansionsdüse. Wie sich sehr schnell in den ersten Versuchen zeigte, ist eine Filmkühlung nur durch laminare Strömung im Einspritzsystem und in der Vermischungszone der Brennkammer zu verwirklichen.

Bei einem laminaren Strömungsfeld und bei Verwendung einer transparenten Kammer ist der Verlauf der Grenzfläche, die sich zwischen den beiden reagierenden Gasströmen ausbildet, deutlich sichtbar. Diese Grenzfläche (Flammenfront) stellt eine Äquipotentialfläche des Mischungsverhältnisses dar, und zwar ist dies die obere Zündgrenze mit etwa 94 %  $H_2$ . Bei Flammen gasförmiger Treibstoffe mit laminarer Strömung erfolgt die Vermischung der beiden Komponenten überwiegend durch Diffusion, wobei die Diffusionsrichtung immer durch das größte

Konzentrationsgefälle und die Strömungsrichtung bestimmt ist. In der Flammenfront herrscht dabei ein hohes Konzentrationsgefälle und ein steiler Temperaturgradient von der Wasserstoffseite zur Sauerstoffseite hin. Unter der Annahme, daß der Temperaturgradient orthogonal zur Grenzfläche der reagierenden Gase (sowohl zur  $O_2$ - als auch zur  $H_2$ -Seite) verläuft, stellt die Grenzfläche ein Abbild der Vorgänge in der Brennkammer dar.

Abb. 1 gibt die Zuführung der gasförmigen Treibstoffkomponenten durch das koaxiale Einspritzelement an und zeigt schematisch den Verlauf der Grenzfläche zwischen den beiden reagierenden Gasen. Auf der Einspritzkopfseite bildet die Grenzfläche einen Kegel, der mit seiner Spitze in die zentrale (Sauerstoff-) Bohrung zeigt. Nach Erreichen des größten Durchmessers der theoretisch rotations-symmetrischen Grenzfläche verjüngt sich die Flammenfront wieder zur Austrittsdüse hin. Die Verjüngung der Flammenfront läßt darauf schließen, daß hier die Vermischung vollendet und mit fortschreitender Verbrennung der Sauerstoff (aufgrund des brennstoffreichen Mischungsverhältnisses) vollständig umgesetzt wird. Es kann somit sowohl aus dem stationären Verlauf der Grenzfläche zwischen den reagierenden Gasen als auch aus der Wandtemperaturverteilung die Lage der Vermischungs- und Verbrennungszone (Brennkegellänge) in Abhängigkeit vom Einspritzflächenverhältnis  $\epsilon$  des Sauerstoffstrahles zum Wasserstoffstrahl bestimmt werden.

### 3. Untersuchungen mit Plexiglas-Brennkammern

Zur Durchführung von Untersuchungen an Raketenkleinsttriebwerken für die Lageregelung wurden zunächst Versuche zur Ermittlung der optimalen Brennkammergeometrie durchgeführt. Die ersten Versuche zeigten schon, daß bei dem hier verwendeten gasförmigen Treibstoffsystem sehr geringe charakteristische Längen bei niedrigem Durchmesser Verhältnis von Kammer zu Düsenhals eine gute Vermischung und Verbrennung der Treibstoffe gewährleisten. Die erforderlichen charakteristischen Längen ergaben sich zu 12 ... 20 cm, während Durchmesser Verhältnisse von 1,7 ... 2,0 als ausreichend festgestellt wurden. Bei Flüssigkeitstriebwerken liegt die charakteristische Länge um einen Faktor von 10 über den hier gemessenen Werten und das Durchmesser Verhältnis bei 3,5.

Für die Untersuchungen mit Plexiglas-Brennkammern wurde ein Triebwerk verwendet, das einen Vakuumschub von etwa 1 kp entwickelt. Durch die zentrale Bohrung des konzentrischen Einspritzelementes wurde der Sauerstoff, durch den Ringspalt der Wasserstoff der Brennkammer zugeführt. In Bild 2 sind die untersuchten Einspritzelemente dargestellt. Dabei stellte sich heraus, daß zwei der Typen unbrauchbar sind. Das Element vom Typ a liefert ein Strömungsbild, das sehr druck- bzw. geschwindigkeitsabhängig ist, d.h., es findet eine Veränderung des Brennkegelwinkels bei einer Änderung des Einspritzdruckes statt. Bei den anderen beiden Elemententypen wird der Brennkegelwinkel vorwiegend durch den Expansionswinkel der Sauerstoffbohrung bestimmt, dieser wurde jedoch konstant gehalten, so daß die Brennkegellänge ausschließlich eine Funktion des Einspritzflächenverhältnisses ist. Außerdem treten bei dem Element Typ a starke Turbulenzen und Rezirkulation auf, so daß eine Kühlung durch einen Gasfilm nicht möglich ist.

Aufgrund der unmittelbar stattfindenden Reaktion an der Grenzfläche der beiden Gase findet bei dem Elemententyp b eine Aufheizung derart statt, daß die in die Kammer ragende Spitze ausglüht. Durch einen gerundeten Übergang, Element Typ c, konnte sowohl die Turbulenz als auch eine große Aufheizung des Einspritzelementes vermieden werden.

Von jedem Elemententyp wurden je 4 Elemente mit verschiedenen Einspritzflächenverhältnissen ( $\epsilon = 0,16; 0,20; 0,25; 0,30$ ) untersucht. Da jeweils der Brennkammerdruck bzw. der Gesamtmassendurchsatz bei gleichem Mischungsverhältnis konstant gehalten wurde, änderte sich für die verschiedenen Flächenverhältnisse entsprechend das Geschwindigkeitsverhältnis des Sauerstoffs zum Wasserstoff in der Eintrittsebene zwischen 2,2 ( $\epsilon = 0,3$ ) und 4,6 ( $\epsilon = 0,16$ ).

Einen Versuchslauf des 1 kp-Kleinsttriebwerkes mit Plexiglas-Brennkammer zeigt Abb. 3. Es ist hier der Verlauf des Strömungsfeldes bzw. des Brennkegels und des Kühlfilms zu sehen und die Ablation des Plexiglasses zu erkennen.

Abb. 4 zeigt den Einfluß des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Länge der Brennkammer. Als Längenmaß  $L$  wurde der Abstand von der Eintrittsebene bis zu der Stelle gewählt, an der eine Zunahme des Kammerdurchmessers aufgrund der Ablation nicht mehr fest-

gestellt werden konnte. Es handelt sich hier zwar um das Maximum der Ablation, jedoch ist dieses Maximum teilweise sehr breit und die Streuung der Brennkammerlänge bzw. der Länge der Vermischungszone entsprechend groß.

Wie weiterhin aus Abb. 4 zu ersichen ist, nimmt die Vermischungslänge mit steigendem Brennkammerdruck ab. Dieser Effekt ist jedoch nicht ganz eindeutig, da einmal der Druckbereich sehr klein ist, zum andern überlagern sich hier die Einflüsse mehrerer Parameter (Durchsatz, Geschwindigkeit), so daß eine klare Zuordnung späteren Untersuchungen vorbehalten bleibt.

#### 4. Bestimmung der Wandtemperaturverteilung

Um eventuelle Ungleichheiten der Abbrandgeschwindigkeit des Plexiglasses auszuschalten und um reproduzierbare Versuche fahren zu können, wurde eine Stahlbrennkammer zur Temperaturmessung gebaut. Dabei stellt die Stahlkammer die eine Komponente des Thermopaars dar, während die andere Komponente aus zehr, in Sacklöchern eingelassene, Konstantandrähte bestand, die spiralförmig, um  $30^\circ$  versetzt, auf einer Kammerhälfte verteilt waren (Abb. 5). Eine relative Eichung der Thermoelemente untereinander ergab eine Abweichung von  $\pm 0,5^\circ\text{C}$ . Eine Absoluteichung wurde nicht durchgeführt, da vorläufig nur auf eine relative Temperaturverteilung Wert gelegt wurde.

Mit dieser Kammer konnte die axiale und periphere Temperaturverteilung aufgenommen werden. Die Ergebnisse der Messungen zeigen im wesentlichen Übereinstimmung mit den Ergebnissen aus den Abbrandversuchen; es tritt jedoch in der Temperaturverteilung (Abb. 6) bei zwei verschiedenen Flächenverhältnissen ein Sprung auf, der bei der groben Methode der Ablationsmessung nicht erfaßt werden konnte. Bezogen auf die Geometrie des Strömungsfeldes (Abb. 1 und 3) tritt dieser Temperatursprung an der Stelle auf, an der der Brenkegel die Kammerwand berührt. Es wird angenommen, daß hinter der Flamme front, aufgrund des hohen Diffusionsvermögens des Wasserstoffs, eine lokale Absenkung des Mischungsverhältnisses ( $r = O/F$ ) stattfindet. Das Temperaturmaximum kennzeichnet die Reaktions- und Verbrennungszone; dieses Maximum konnte in so ausgeprägter Form bei den Abbrandversuchen nicht festgestellt werden.

In Abb. 7 ist der zeitliche Verlauf der Temperaturverteilung eines Einspritzelementes mit  $\epsilon_1 = 0,16$  gezeigt. Diese Verteilungsfunktion verläuft nicht in axialer Richtung, sondern entsprechend der spiralförmigen Anordnung der Thermoelemente. Aufgrund der nicht-rotations-symmetrischen Ausbildung der Flammenfront (bedingt durch mechanische Ungenauigkeiten im Einspritzsystem) kann diese Temperaturverteilung nicht mit der in Abb. 6 verglichen werden, sie zeigt jedoch den Einfluß der Filmkühlung. Der Wärmefluß, d.h. die pro Zeiteinheit an die Wand abgegebene Wärmemenge, nimmt mit zunehmender Versuchsdauer ab. Durch Extrapolation der beiden Funktionen  $\Delta \dot{Q} = f(\ln t)$  und  $\dot{Q} = f(t)$  konnte in grober Näherung ein Gleichgewichtszustand mit max.  $700^\circ\text{C}$  nach 120 sec. ermittelt werden. Bei diesem Gleichgewichtszustand ist die durch Strahlung der Kammerwand zugeführte Wärmemenge, die durch den Kühlfilm nur geringfügig vermindert werden kann, gleich der an die Umgebung abgegebenen Wärmemenge.

Den Einfluß des Einspritzflächenverhältnisses auf die Brennkogellänge mit den Werten aus der Temperaturverteilung zeigt Abb. 8. Wie in Abb. 4 ist hier das erste Temperaturmaximum der Längenkoordinate zugrunde gelegt. Von einer leichten Verschiebung zur Düsen-seite hin abgesehen, zeigt diese Darstellung für die ersten drei Einspritzflächenverhältnisse den gleichen Kurvenverlauf wie in Bild 4. Das Element mit  $\epsilon = 0,3$  zeigt eine deutliche Abweichung; dieses Flächenverhältnis ist verknüpft mit dem kleinsten Einspritzgeschwindigkeitsverhältnis, es scheint, daß es hier zu einer Überlagerung beider Einflüsse kommt.

In Abb. 9 und 10 sind die Einflüsse des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Geschwindigkeit (berechnet unter Verwendung des theoretischen Wertes des engsten Düsenquerschnittes) und den Verbrennungsgütegrad dargestellt. Die Kurven durchlaufen bei  $\epsilon = 0,3$  ein Maximum, so daß wahrscheinlich eine Erhöhung des Flächenverhältnisses keine bessere Durchmischung bringt. Die niedrigen Verbrennungsgütegrade sind teils auf die Nichtberücksichtigung der Querschnittsverengung durch Grenzschichteinflüsse in der Austrittsdüse (je nach Oberflächengüte bis zu 6 %), teils auf mechanische Querschnittsveränderungen mit zunehmender Zahl der Versuche (bis zu 5 %) zurückzuführen.

## 5. Spektroskopische Untersuchungen

In den vorangegangenen Ausführungen wurde die Brennkogellänge als Kriterium für die Vermischung der beiden Treibstoffkomponenten angenommen. Eine andere Möglichkeit bietet sich jedoch auch durch eine Untersuchung der chemischen Vorgänge und des Reaktionsablaufes entlang der Brennkammerachse an.

Bei dem Verbrennungsvorgang in der Brennkammer finden immer mehrere Reaktionen nebeneinander statt, die gemeinsame Partner enthalten und deren chemische Gleichgewichte sich wechselseitig beeinflussen. Dabei ist das chemische Gleichgewicht der einzelnen Reaktionen eine sehr empfindliche Funktion der Temperatur, so daß durch die örtliche Bestimmung der Spezieskonzentration - bei dem System Sauerstoff/Wasserstoff enthalten die Feuergase insgesamt sechs verschiedene Spezies, nämlich  $H_2$ ,  $O_2$ ,  $H$ ,  $O$ ,  $OH$  und  $H_2O$  - in der Brennkammer eine Temperaturverteilung ermittelt werden kann.

Auf die einzelnen Reaktionsvorgänge bei der Verbrennung soll hier nicht näher eingegangen werden, sie sind ausführlich z.B. in [3] beschrieben.

Die örtliche Bestimmung der Spezieskonzentration erfolgt hier auf spektrographischem Wege, da jedes Reaktionsprodukt entsprechend seiner Temperatur und Konzentration eine spezifische Strahlung emittiert. Durch die Aufnahme des Spektrums der Feuergase kann somit unmittelbar die Existenz einer bestimmten Spezies nachgewiesen und über die Temperaturabhängigkeit der Gleichgewichte die Temperatur abgeschätzt werden. Die Bestimmung der Vermischungs- und Verbrennungszone ergibt sich dann aus dem Temperaturmaximum bzw. aus der höchsten OH-Konzentration längs der Brennkammerachse.

Um die spektroskopischen Flammenuntersuchungen durchführen zu können, wurde eine zweidimensionale Brennkammer mit zwei gegenüberliegenden Quarzscheiben gebaut (Abb. 11 und 12). Das Triebwerk wurde ausgelegt für einen Vakuumschub von 100 p bei einem Brennkammerdruck von  $2,5 \text{ kp/cm}^2$ . Das Einspritzflächenverhältnis wurde zunächst auf  $\epsilon = 0,25$  festgelegt. Die Zündung erfolgte mit einem eigens für dieses Triebwerk entwickelten Zündelement, das im wesentlichen aus einem Heizleiterdraht (Abb. 12) besteht.

Die Anordnung des Triebwerkes innerhalb des optischen Versuchsauf-

baus ist in Bild 13 dargestellt. Den Untersuchungen stand ein Steinheil Spektrograph/Monochromator GS/GM 700 zur Verfügung, der jedoch bei der überwiegenden Zahl der Versuche als Spektrograph verwendet wurde, d.h. die elektrische Registriereinrichtung in Abb. 13 wurde durch eine Plattenkassette in Höhe der Austrittspaltebene ersetzt und, durch Entfernen der Spaltblende, die ganze Brennkammerbreite auf dem Eintrittsspalt abgebildet. Das aufgenommene Spektrum umfaßte den Wellenlängenbereich von 6100 bis 3500 Å.

Einen Versuchslauf des 0,1 kp-Kleinsttriebwerkes mit zweidimensionaler Brennkammer zeigt Abb. 14.

Aufgrund der Ergebnisse der spektrographischen Beobachtungen können über die chemischen und thermodynamischen Vorgänge in der Raketenbrennkammer nur allgemein gehaltene Aussagen gemacht werden. Trotz den relativ langen Belichtungszeiten von über einer Minute konnten bei der Aufnahme des Spektrums mit fotografischen Mitteln (Long-Range Spectrum Plate) nur sehr geringe Intensitäten registriert werden. Dies liegt zum Teil daran, daß die Meßanlage noch nicht optimal den Gegebenheiten angepaßt ist. Eine elektronische Registrierung durch Photomultiplier scheiterte an einem zu kleinen Signal/Rausch-Verhältnis des verwendeten Multipliers.

Bei der Auswertung der Spektralplatten wurden im einzelnen die folgenden Banden nachgewiesen:

$H_2O$ : 6457 Å; 7164 Å; 8097 Å

OH : 7450 Å; 7850 Å

Die bei  $H_2O$  angegebenen Wellenlängen bezeichnen die Lage des Bandenkopfes im Spektrum, wobei die  $H_2O$ -Banden nach der langwelligen Seite des Spektrums abgeschattet sind. Die Wellenlängen der OH-Banden geben die Stellen der größten Intensität im Spektrum an, da sie eine offene Struktur zeigen und keinen ausgebildeten Bandenkopf haben. Alle angegebenen Banden entstehen aufgrund von Rotations-Vibrations-Übergängen.

Trotz der sehr geringen Intensitäten konnte in erster Näherung eine Konzentrationsverteilung der OH-Radikale und der  $H_2O$ -Moleküle festgestellt werden. Vom Eintrittsquerschnitt zur Düse verlaufend, begann die OH-Konzentration bei etwa 3 mm, erreichte bei etwa 7 mm ein Maxi-

imum und konnte nach 15 mm nicht mehr nachgewiesen werden. Ab ca. 5 mm von der Eintrittsebene überlagerte sich der OH-Strahlung die Emission der  $H_2O$ -Banden. Die Intensität der  $H_2O$ -Banden nahm stetig zu und erreichte in der Austrittsdüse, 21 mm vom Einspritzquerschnitt, ein Maximum. Dieser örtlichen Verteilung der Spektren, bzw. der Konzentration, kann man entnehmen, daß bei dieser zweidimensionalen Brennkammer etwa 7 mm vom Eintrittsquerschnitt die höchsten Temperaturen auftreten, die dann zur Düse hin stetig abnehmen. Stellt man eine Ähnlichkeitsbetrachtung an und überträgt diese Ergebnisse auf das größere Triebwerk, so stimmt der Punkt der höchsten Temperatur, d.h. dem Reaktionszentrum, mit der Stelle des größten Abbrandes überein. Dies kann als eine Bestätigung der unter Abschnitt 2 gemachten Annahmen angesehen werden.

Eine Auswertung der relativen Konzentrationsverteilung der Reaktionsprodukte über den Brennkammerquerschnitt konnte wegen der zu geringen Intensität auf den Spektralplatten noch nicht vorgenommen werden.

## 6. Zusammenfassung

Zur Beurteilung der Verbrennung und der Abhängigkeit der Brennkegellänge in Raketenkleintriebwerken bei Variation der Zuströmbedingungen in dem koaxialen Einspritzsystem werden drei unterschiedliche Untersuchungsmethoden angewendet. Dabei wird festgestellt, daß für eine überschlägige Betrachtung Experimente mit Plexiglas-Brennkammern durch Ausmessen der Ablation ausreichende Ergebnisse liefern. Für ein genaueres Studium des Verbrennungsverlaufes müssen jedoch die Bestimmung der Wandtemperaturverteilung und spektroskopische Flammenuntersuchungen durchgeführt werden.

Die mit diesen Verfahren durchgeführten Untersuchungen ergeben eine Abhängigkeit der Brennkegellänge (Länge der Vermischungszone) vom Einspritzflächenverhältnis, deren Kenntnis zur Optimierung der Brennkammergeometrie notwendig ist. Abb. 15 zeigt den Einspritzkopf und die Brennkammer eines Lageregelungstriebwerkes mit 50 p Vakuum Schub, das unter Verwendung der Ergebnisse dieser Untersuchungen entwickelt worden ist. Bei den Versuchen zeigt sich weiterhin, daß eine Vergrößerung der charakteristischen Länge über die Zone der höchsten Temperaturen, d.h. die Reaktionszone, hinaus zwar eine

geringfügige Verbesserung des Verbrennungsgütegrades bringt, jedoch erscheint der Verzicht auf einen maximalen Verbrennungsgütegrad zugunsten einer besseren Kühlung - bei Verwendung von Filakühlung - und eines geringeren Gewichtes bei Lagerregelungstriebwerken durchaus gerechtfertigt zu sein. Dies muß jedoch für jeden einzelnen Anwendungsfall durch eine Optimierungsberechnung geprüft werden, wobei natürlich das Gesamtsystem (Treibstoffgewichte, Nutzlast und Lebensdauer) entscheidend in die Betrachtung eingeht.

## 7. Literaturverzeichnis

- [1] Genho, D. Über Lageregelungssysteme für Satelliten  
DLR-Mitt. 70-14, 1970
- [2] Helcomb, L.B. Satellite Auxiliary-Propulsion Selection Techniques  
NASA Technical Report 32-1505, 1970
- [3] Dadieu, A.,  
Damm, R.,  
Schmidt, E.W. Raketentreibstoffe  
Wien, New York: Springer-Verlag, 1968
- [4] Casaccio, A. Similar Solutions for the Laminar Mixing of Reactive Gases  
AIAA Journal, 2, 8, 1964  
pp. 1403 - 1409
- [5] Ragsdale, R.G.  
Edwards, O.J. Data Comparisons and Photographic Observations of Coaxial Mixing of Dissimilar Gases at Nearly Equal Stream Velocities  
NASA TN D - 3131, 1965
- [6] Burick, R.J. Atomization and Mixing Characteristics of Gas/Liquid Coaxial Injector Elements  
AIAA Paper No. 71-672, June 1971
- [7] Nagai, C.K.,  
Gurnitz, R.N.,  
Clapp, S.D. Cold-Flow Optimization of Gaseous Oxygen/Gaseous Hydrogen Injectors for the Space Shuttle APS Thruster  
AIAA Paper No. 71-673, June 1971
- [8] Kors, D.L.,  
Calhoon, D.F. Gaseous Oxygen/Gaseous Hydrogen Injector Element Modeling  
AIAA Paper No. 71-674, June 1971
- [9] Fricke, H.D.,  
Schorr, C.J. Cold-Flow Simulation to Characterize Gaseous Injector Elements  
AIAA Paper No. 71-675, June 1971
- [10] Buschulte, W. Betrachtungen zur Verwendung gasförmig gespeicherter Treibstoffe für Lageregelungsraketenantriebe  
BMwF - FB W 68-25, 1968
- [11] Drexhage, M.G. Strahlungsgekühlte Staustrahltriebwerke und ihre Anwendung in Raumfahrzeugen  
3. Lehrgang für Raumfahrttechnik,  
Aachen 1964
- [12] Seidel, A. Raketentriebwerke für hochenergetische Treibstoffe  
5. Lehrgang für Raumfahrttechnik,  
Stuttgart 1966

### 8. Abbildungen:

- Abb. 1: Abbrand bei einer Plexiglas-Brennkammer
- Abb. 2: Darstellung der untersuchten Einspritzelemente
- Abb. 3: Versuchslauf eines 1 kp-Kleinsttriebwerkes mit Plexiglas-Brennkammer
- Abb. 4: Brennkammerlänge als Funktion vom Flächenverhältnis  $A_0/A_{II}$
- Abb. 5: Ansicht der Temperaturmeßkammer
- Abb. 6: Maximale Wandaußentemperaturen über der Brennkammerlänge für verschiedene Eintrittsflächenverhältnisse
- Abb. 7: Temperaturverteilung längs der Brennkammerwand bei langer Versuchsdauer
- Abb. 8: Einfluß des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Länge
- Abb. 9: Einfluß des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Geschwindigkeit
- Abb. 10: Einfluß des Flächenverhältnisses auf den Verbrennungsgütegrad
- Abb. 11: Ansicht des 0,1 kp-Kleinsttriebwerkes mit zweidimensionaler Brennkammer
- Abb. 12: Zweidimensionale Brennkammer mit Einspritz- und Zündelement
- Abb. 13: Schematischer Aufbau zur spektroskopischen Flammenuntersuchung
- Abb. 14: Versuchslauf des 0,1 kp-Kleinsttriebwerkes mit zweidimensionaler Brennkammer
- Abb. 15: Einspritzkopf und Brennkammer eines Lagerregelungs-triebwerkes mit 50 p Vakuumschub

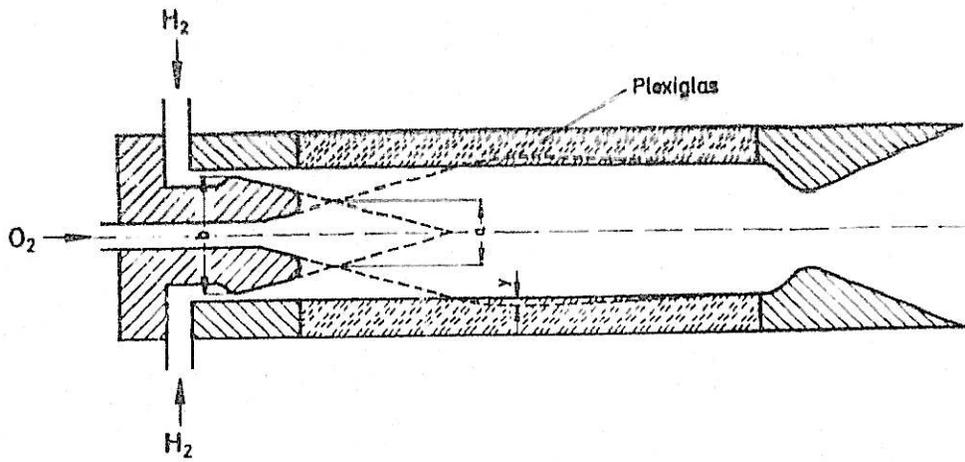
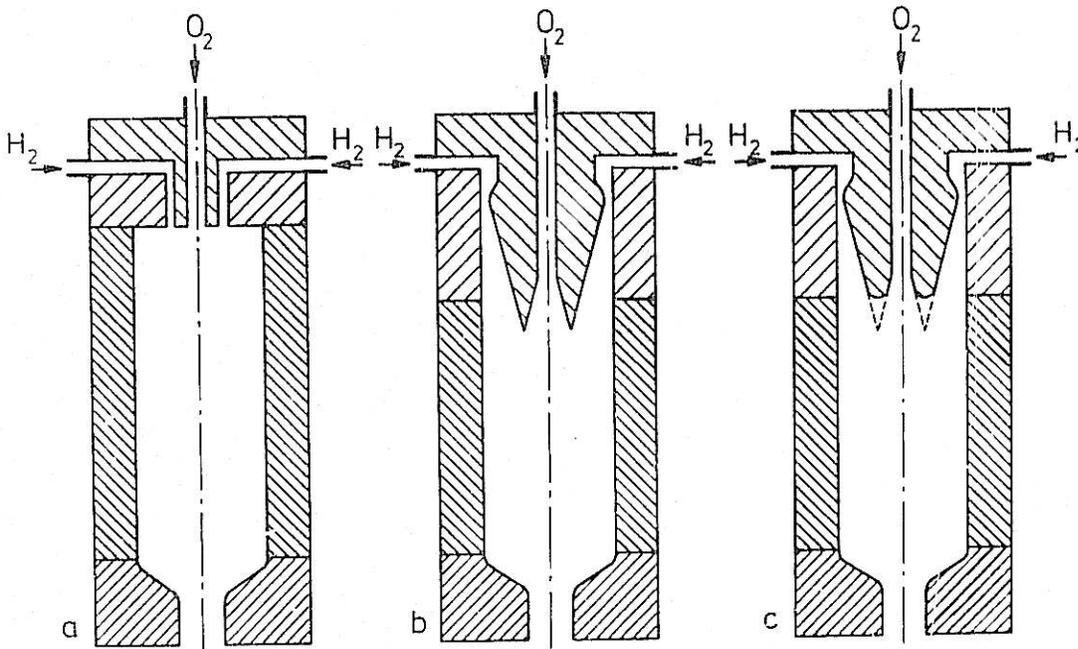


Abb.1	Ausbrand bei einer Plexiglas - Brennkammer	DFVLR Institut R
-------	--	---------------------



DFVLR	Darstellung der untersuchten Einspritzelemente	Abb.2
-------	--	-------

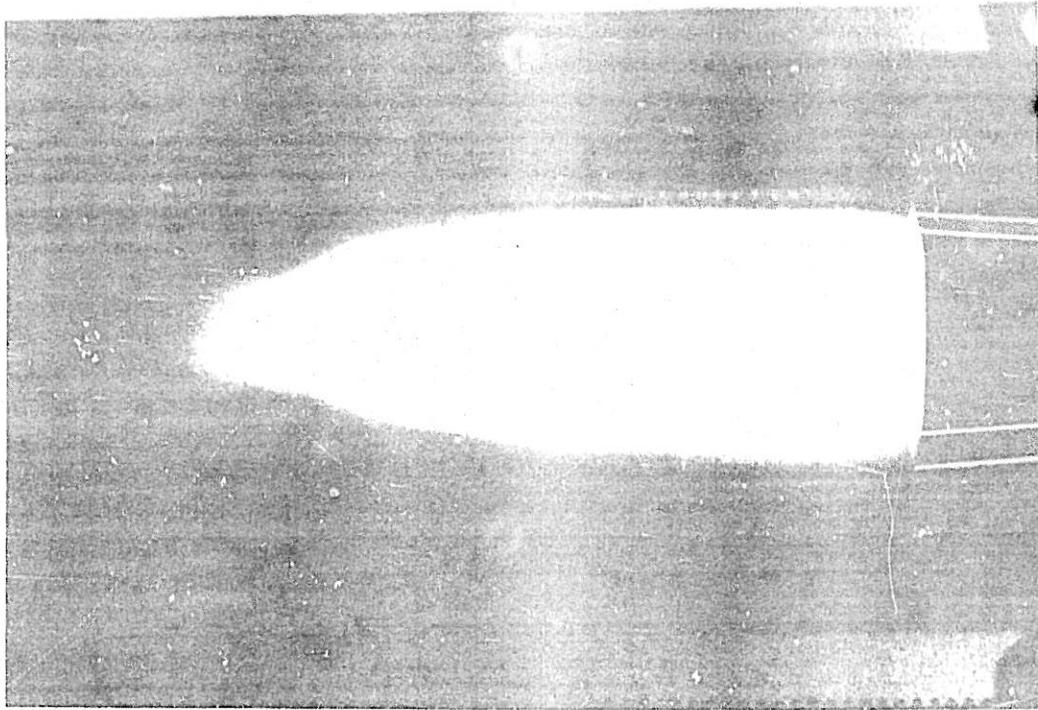


Abb. 3 : Versuchslauf eines 1 kp-Kleinsttriebwerkes mit Plexiglas-Brennkammer

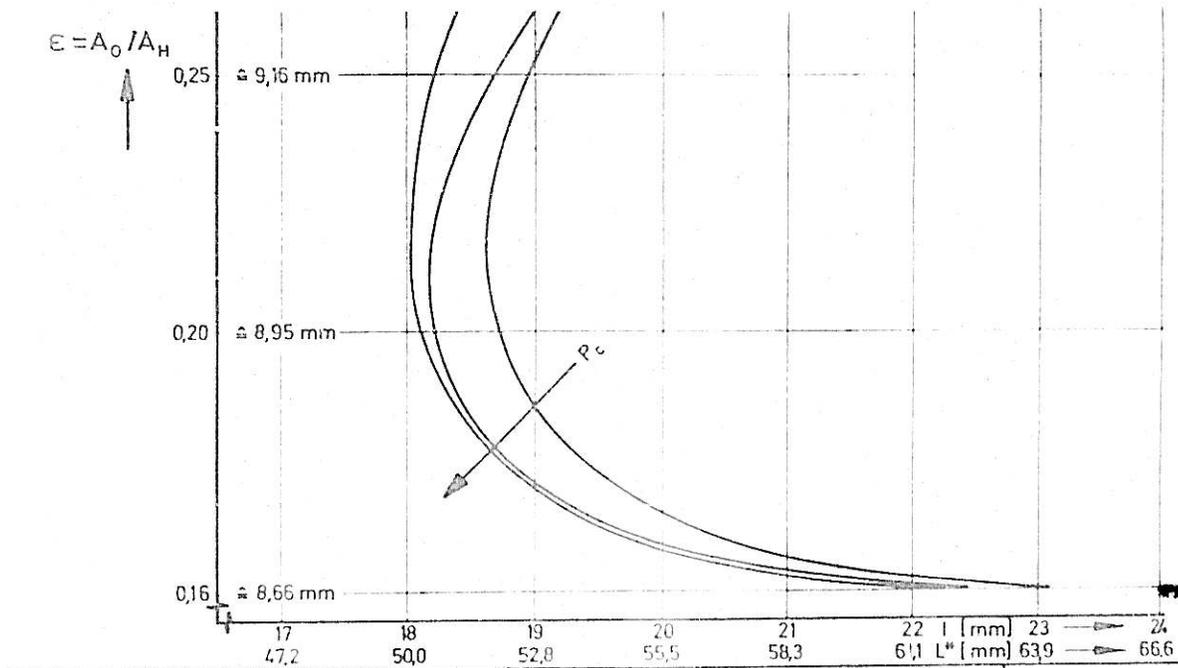


Abb. 4

Brennkegellänge als Funktion vom Flächenverhältnis  $A_0/A_H$

DFVLR  
Institut B

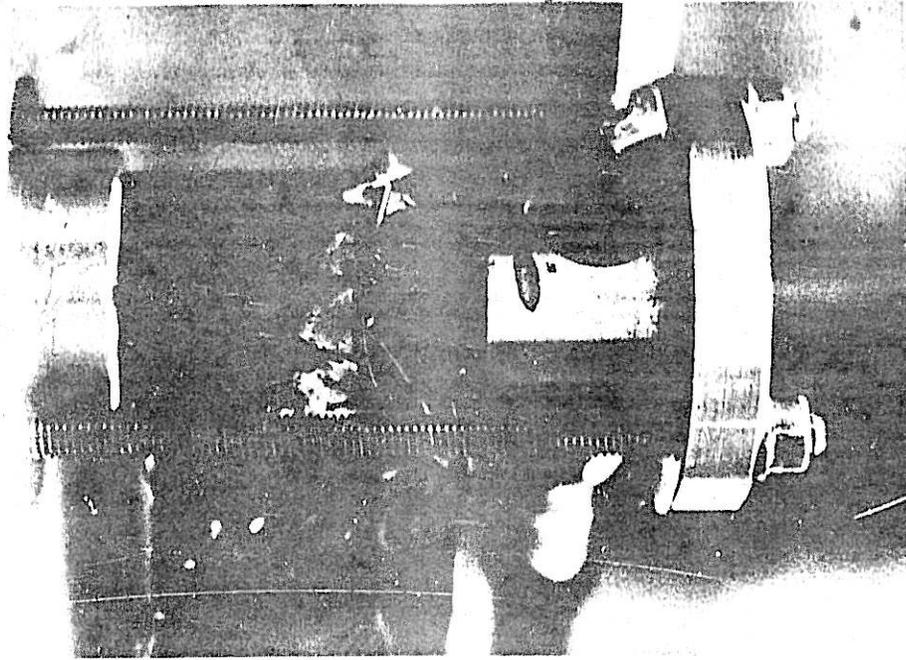
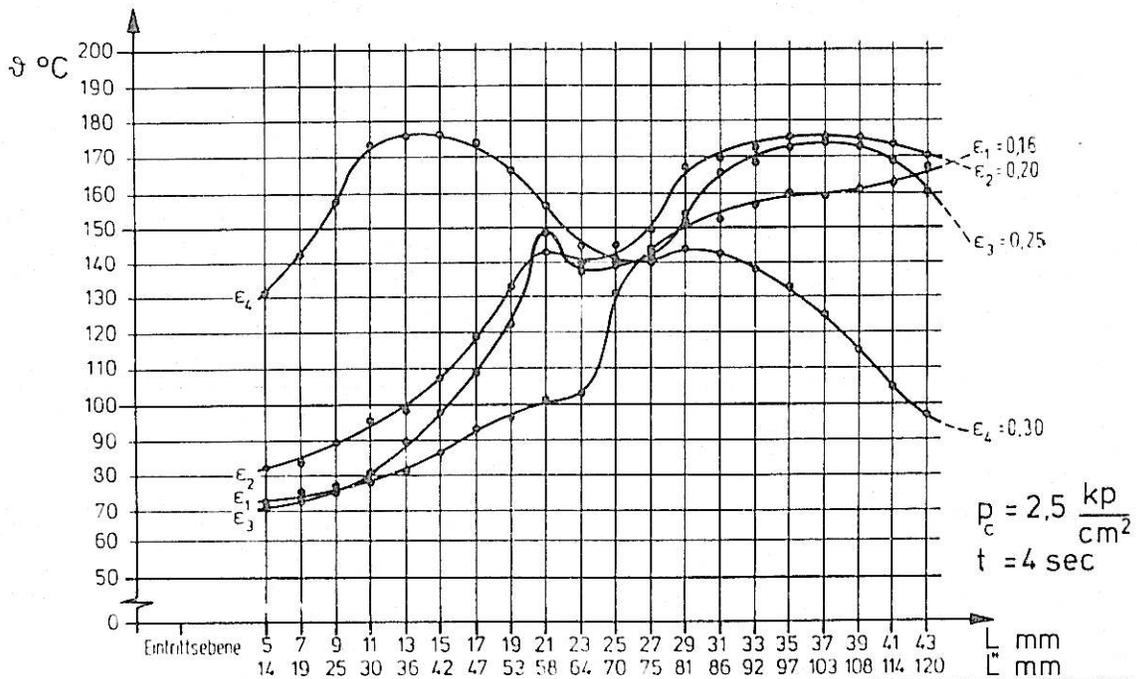
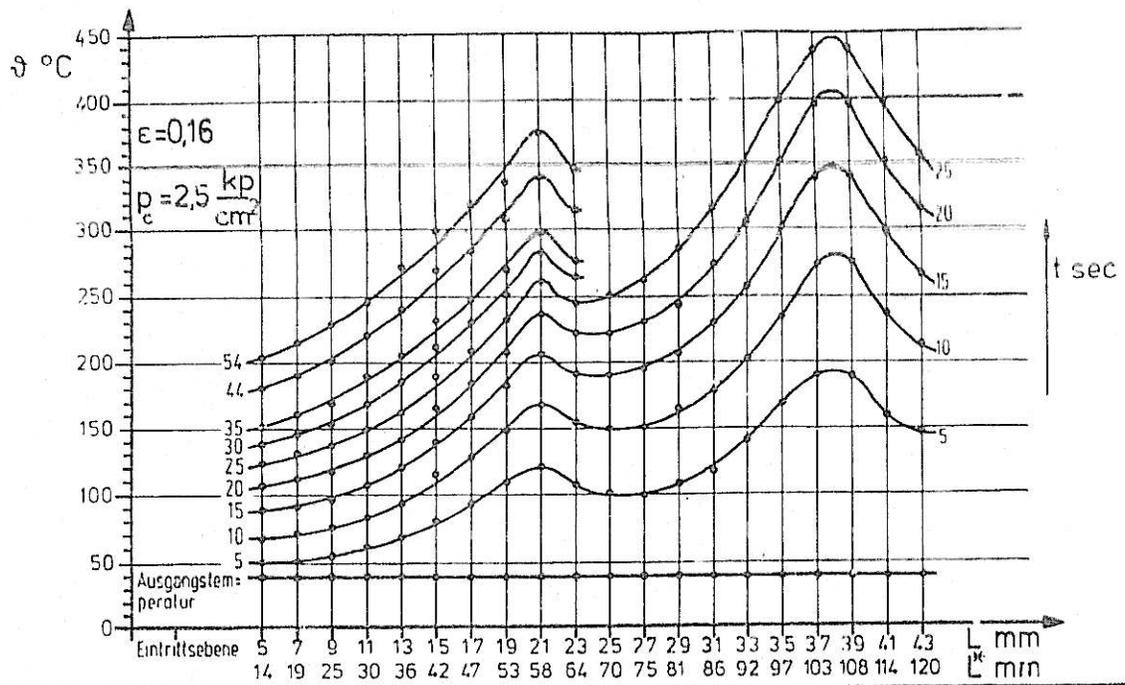


Abb. 5 : Ansicht der Temperaturmeßkammer



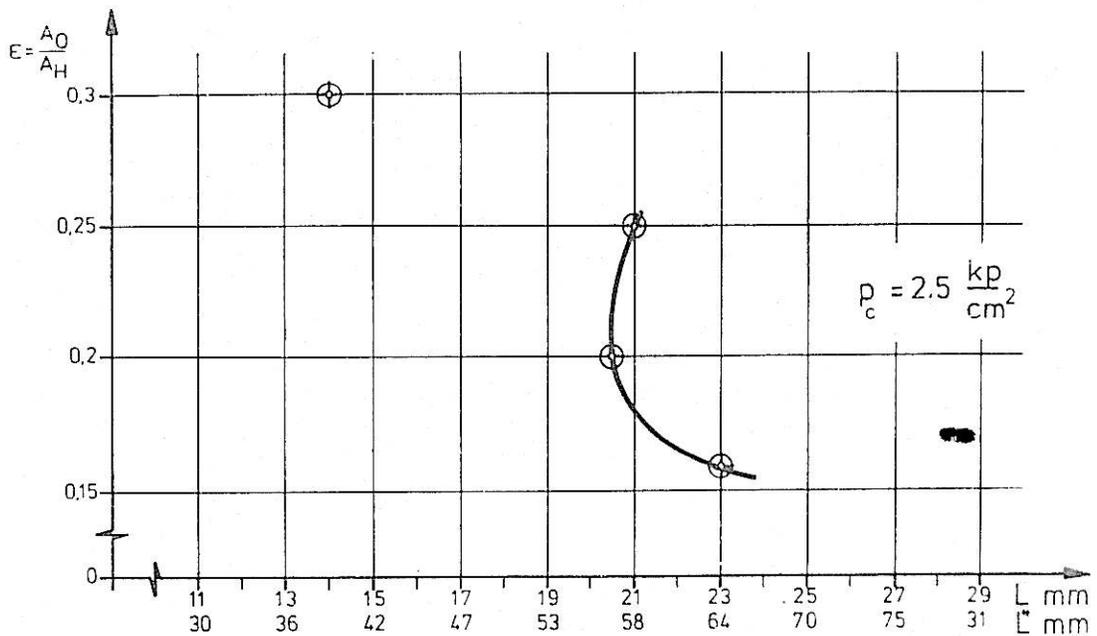
DFVLR	Maximale Wandaußentemperaturen über der Brennkammerlänge für verschiedene Eintrittsflächenverhältnisse	Abb. 6
-------	--	--------



DFVLR

Temperaturverteilung längs der Brennkammerwand bei langer Versuchsdauer

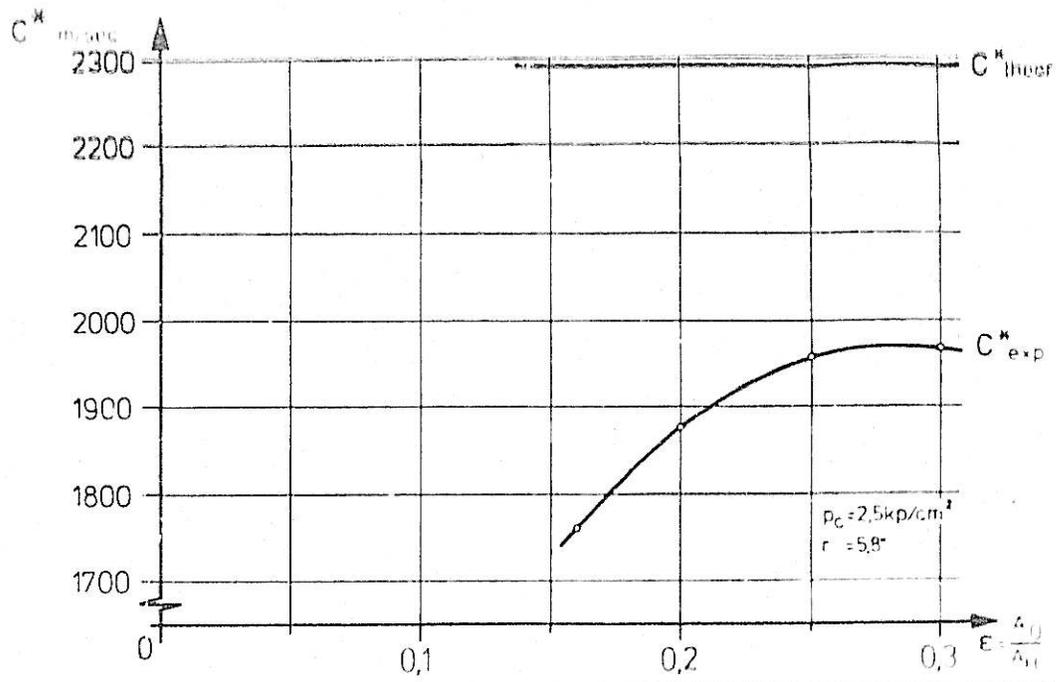
Abb.7



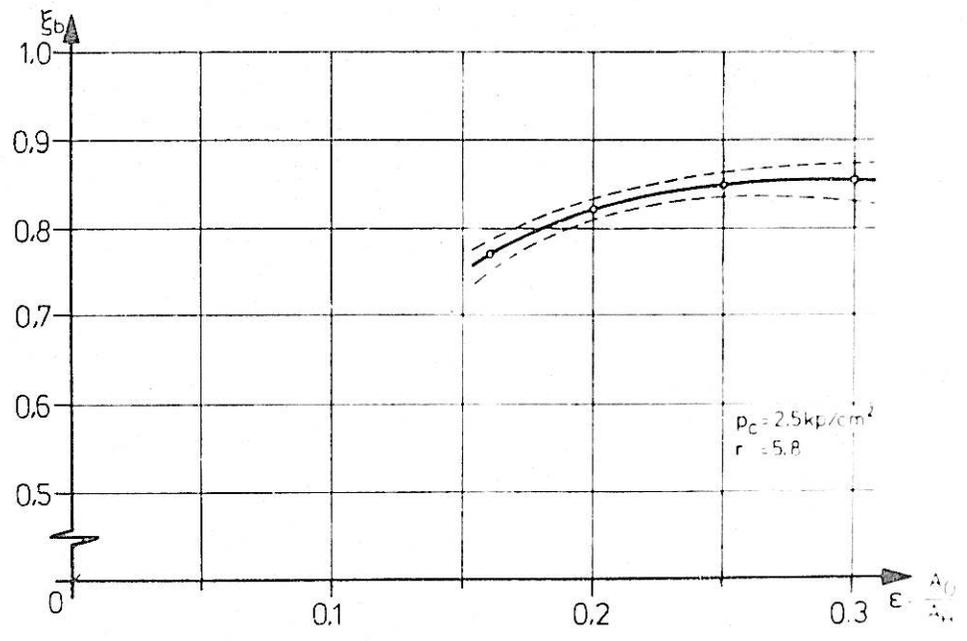
DFVLR

Einfluß des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Länge

Abb.8



DFVLR	Einfluß des Flächenverhältnisses auf die charakteristische Geschwindigkeit	Abb 9
-------	--	-------



DFVLR	Einfluß des Flächenverhältnisses auf den Verbrennungsgütegrad	Abb 10
-------	---	--------

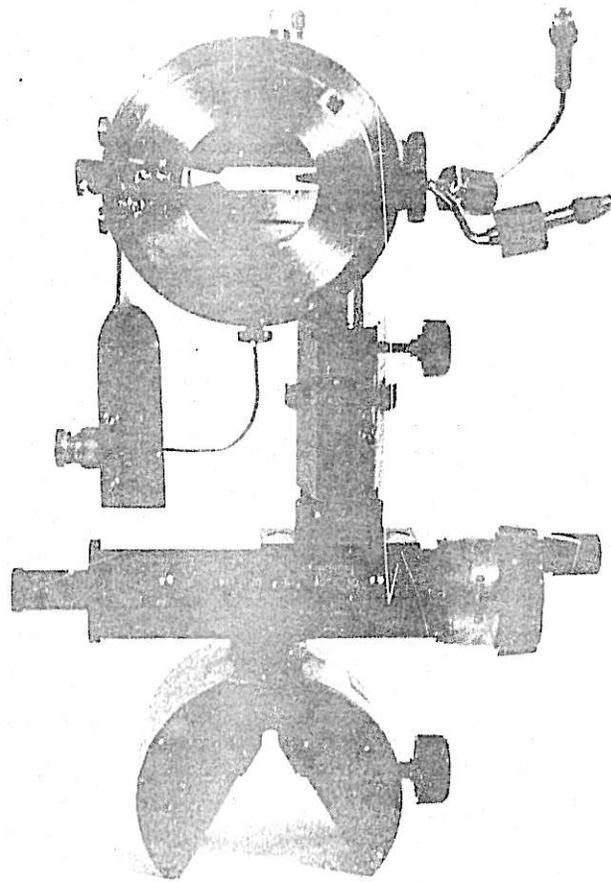


Abb. 11 : Ansicht des 0,1 kp-Kleinsttriebwerkes  
mit zweidimensionaler Brennkammer

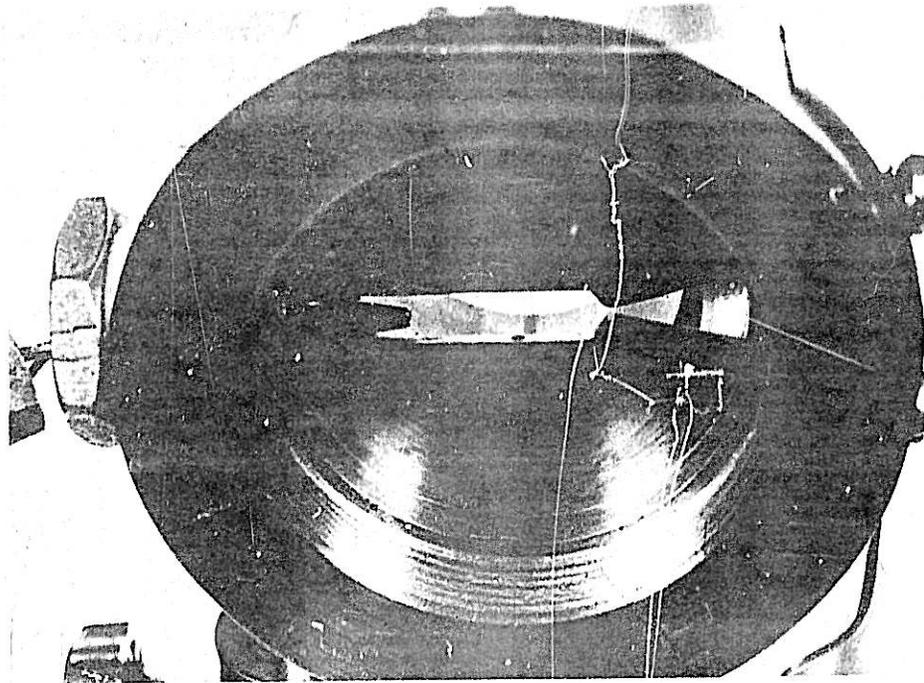
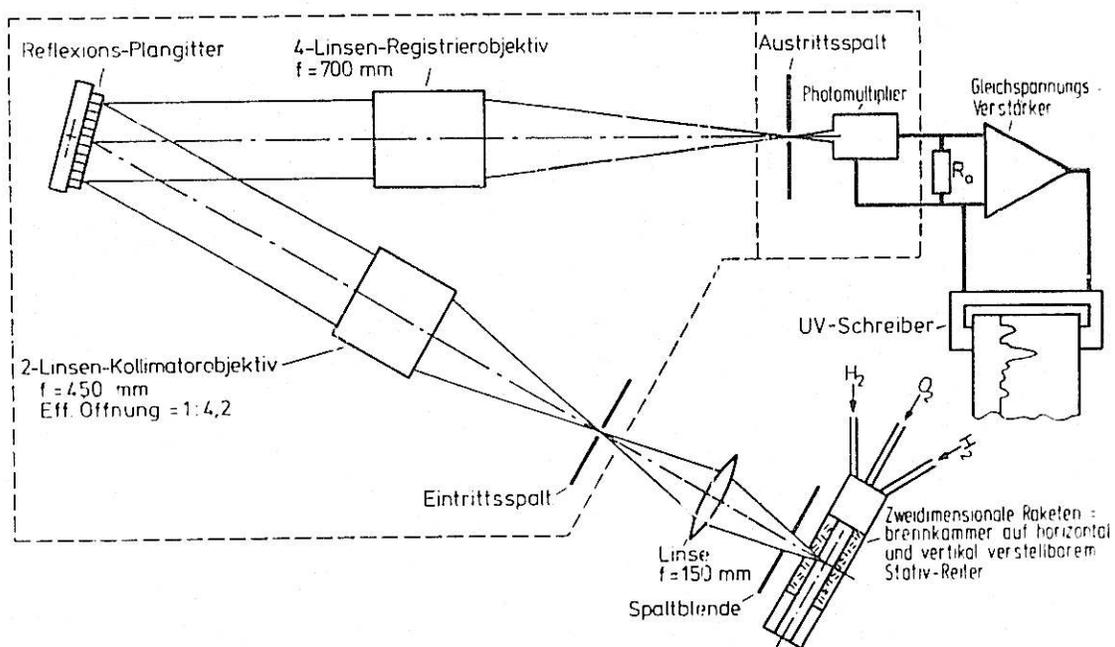


Abb. 12 : Zweidimensionale Brennkammer mit Einspritz- und Zündelement



DFVLR	Schematischer Aufbau zur spektroskopischen Flammenuntersuchung	Abb.13
-------	---	--------

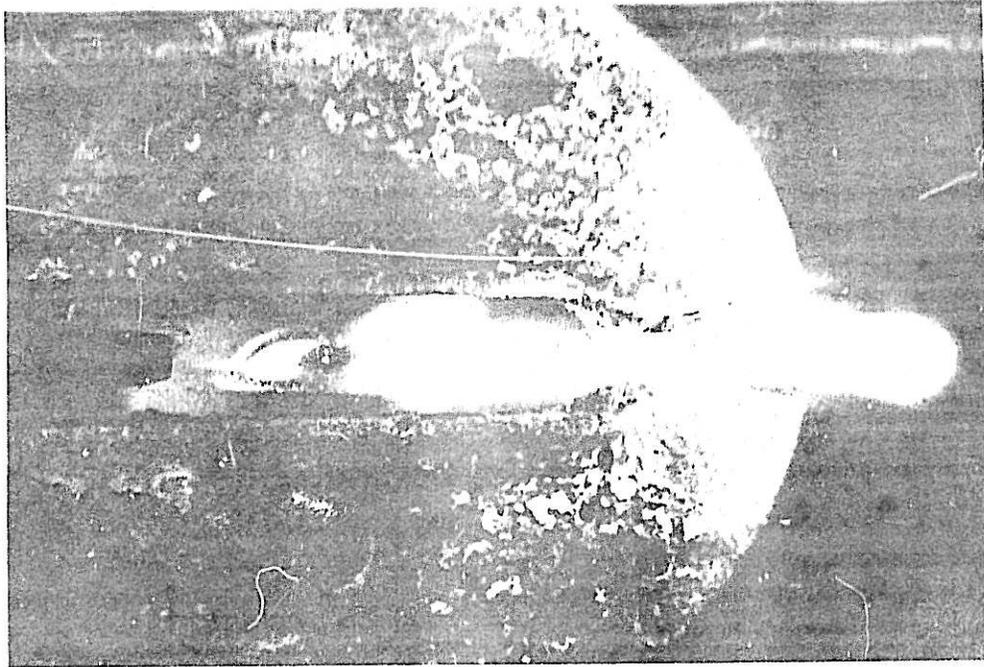


Abb. 14 : Versuchslauf des 0,1 kp-Kleindruebwerkes mit zweidimensionaler Brennkammer

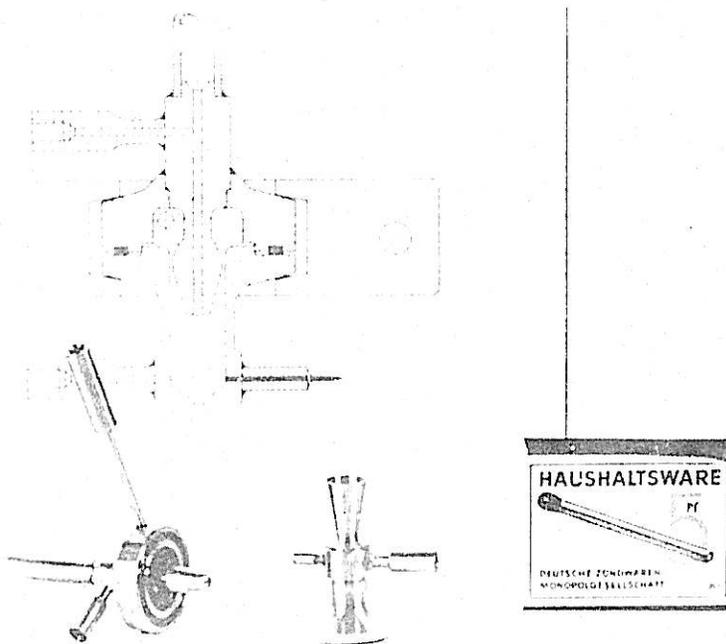


Abb. 15 : Einspritzkopf und Brennkammer eines Lageregelungstriebwerkes mit 50 p Vakuumschub